

# Yeni Bir İnsansız Hava Aracının (SUAVİ) Prototip Üretimi ve Algılayıcı-Eyleyici Entegrasyonu

E. Çetinsoy<sup>1</sup>, E. Sırımoğlu<sup>2</sup>, K. T. Öner<sup>3</sup>, T. Ayken<sup>4</sup>, C. Hançer<sup>5</sup>, M. Ünel<sup>6</sup>, M. F. Akşit<sup>7</sup>, İ. Kandemir<sup>8</sup>,  
K. Gülez<sup>9</sup>

<sup>1</sup>Sabancı Üniversitesi, Mühendislik ve Doğa Bilimleri Fakültesi,  
Orhanlı-Tuzla, 34956, İstanbul

<sup>1,2,3,4,5</sup>{cetinsoy,efesirimoglu,kaanoner,tayken,chancer}@su.sabanciuniv.edu  
<sup>6,7</sup>{munel,aksit}@sabanciuniv.edu

<sup>8</sup>Gebze Yüksek Teknoloji Enstitüsü, Mühendislik Fakültesi,  
Çayırova-Gebze, 41400, Kocaeli  
<sup>8</sup>kandemir@gyte.edu.tr

<sup>9</sup>Yıldız Teknik Üniversitesi, Elektrik-Elektronik Fakültesi,  
Barbaros Bulvarı-Yıldız, 34349, İstanbul  
<sup>9</sup>gulez@yildiz.edu.tr

## Özetçe

Bu çalışmada, dört-döner rotoru ile helikopter gibi dikine kalkış ve iniş yapabilen aynı zamanda da uçak gibi uzun menzil yatay uçuş yeteneğine sahip yeni bir insansız otonom hava aracının mekanik ve aerodinamik tasarımı, karbon kompozit imalatı, algılayıcı eyleyici sistem entegrasyonu ve uçuş deneyleri anlatılmıştır. Geliştirilen sistem ve içinde kullanılan algılayıcı eyleyici entegrasyonunun başarımlı benzetim ve deneylerle doğrulanmıştır.

## Abstract

In this paper, the mechanical and aerodynamic design, carbon composite production, sensor-actuator integration and flight tests of a new unmanned aerial vehicle, which is capable of vertical takeoff and landing like a helicopter and long range horizontal flight like an airplane, is presented. Performance of the sensor actuator integration is verified with simulations and experiments.

## 1. Giriş

Çeşitli görevlerde kullanılabilen, kompakt yapılı insansız otonom hava araçlarının geliştirilmesinde son yıllarda önemli ilerlemeler sağlanmıştır. Bu insansız hava araçları arasında, dikey uçuş yapan araçların havada asılı kalabilme yeteneği ile yatay uçuş yapan araçların uzun menzil avantajlarını birleştiren döner-kanatlı araçlar, hareket kabiliyetleri ve çeşitli görevlere adapte edilebilme özellikleri ile birçok araştırma grubunun ilgisini çekmektedir.

Günümüzde, rotorlu araçlar üzerine çeşitli çalışmalar yapılmaktadır. Bu çalışmalardan bazıları klasik iki rotorlu hava araçlarını içermektedir. Örneğin, Dickeson vd. [1] çift döner-kanatlı bir hava aracı tasarlarlarken (HARVee), Kendoul vd. [2] sadece çift döner-rotorlu bir hava aracını (BIROTAN) ele almışlardır. Farklı sayılarda rotora sahip çeşitli İnsansız Hava Aracı (İHA) uygulamaları da bulunmaktadır [3, 4]. Öte yandan, Beji vd. [5,6] ve Hoffman vd.'nin [7] sunmuş olduğu

çalışmalar, yaygın olan dört rotorlu hava araçlarına örnektir. Dikey ve yatay uçuşu birleştiren hava araçları arasında, uçuş kararlılığı, enerji verimliliği ve kontrol edilebilirlik açısından uygun olmalarından dolayı, daha çok çift döner-rotorlu ve dört döner-rotorlu araç tasarımları dikkat çekmektedir [8, 9]. Bu araçlar için genel kabul edilmiş bir tasarım olmamakla beraber ihtiyaç duyulan teknik özelliklere bağlı olarak çeşitli tasarımların yapılabilmesi mümkündür.

İHA'nın öngörülen otonom uçuşu gerçekleştirebilmesi için önemli sistem değişkenlerinin ölçülmesi ve sisteme geri beslenmesi gerekmektedir. Bu amaçla, farklı çevresel koşullarda ölçümleri güvenilir bir şekilde sağlayacak algılayıcılara ihtiyaç vardır. Ataletsel Ölçüm Birimi (IMU: Inertial Measurement Unit) aracın uçuş denetimi için gerekli verileri sağlayacak gyro (jiro) ve accelerometer (ivme ölçer) gibi çeşitli algılayıcıları içinde barındırmaktadır [10,11]. Algılayıcılardan okunan bilgilerin Kalman filtresi tabanlı entegrasyonunun karşılaşılan problemlili algılayıcı ölçümlerini düzeltme özelliğinden dolayı günümüzde birçok çalışma gurubu tarafından tercih edildiği görülmektedir [12-15].

Bu çalışmada, mekanik ve aerodinamik analizlere [16] dayanarak tasarlanmış otonom hava aracı (SUAVİ: Sabancı University Unmanned Aerial Vehicle) hem dikey hem yatay uçuş gerçekleştirebilen, dört döner-kanatlı bir yapıya sahip olacak şekilde üretilmiştir. Uçağın sağında ve solunda olmak üzere, iki kanat gövdenin ön kısmında bulunmakta diğer iki kanat ise gövdenin arka kısmında yer almaktadır. Hava aracının itki gücü kanatların önüne yerleştirilmiş ve kanatlarla birlikte yatay konumdan dikey konuma getirilebilen dört adet elektrikli motor tarafından sağlanmaktadır. Ayrıca, tasarımı yapılan bu araç gerektiğinde üzerindeki GPS alıcısı sayesinde verilen koordinatlara otonom olarak gidip dönebilecek, ya da ana konsol yardımıyla kullanıcı ile yönlendirilebilecektir.

Bu bildiri şu şekilde düzenlenmiştir: ikinci bölümde hava aracının mekanik ve aerodinamik tasarımı ve prototip imalatı açıklanmış, üçüncü bölümde hava aracının algılayıcı ve

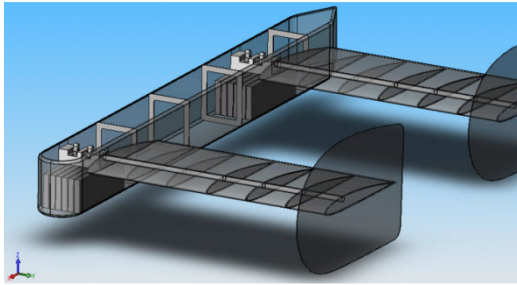
eyleyici sistem entegrasyonu anlatılmış, dördüncü bölümde dikey uçuş kipi için gerçekleştirilen deneysel sonuçlar verilmiştir. Beşinci bölümde ise sonuçlar bulunmaktadır.

## 2. Hava Aracının Tasarım ve İmalatı

Otonom hava aracının tasarımı, içinde rol alacağı görevler esas alınarak şekillendirilmiştir. Hava aracı depo, yüksek binalar ve benzeri kapalı alanların içinde dolaşabilmesi için küçük boyutlu ve elektrikle çalışır, açık hava koşullarına dayanıklı ve hafif karbon kompozit malzemeden üretilecek şekilde tasarlanmıştır. Aracın verilen görevlerde etkin gözlem yapabilmesi için yarım saate kadar dikey uçuş ve iki saate kadar yatay uçuş yapabilmesi planlanmıştır. Bahsedilen koşullar göz önünde bulundurulduğunda, aracın tasarımı ölçütleri şu şekilde ortaya çıkmıştır; 1 metre kanat açıklığına sahip araç 1 metre uzunlukta olup, toplam 4 kg ağırlığındadır. Bu ağırlığın önemli bir kısmını Lityum-Polimer (Li-Po) piller oluşturmaktadır. Aracın kapalı alanlarda dikey uçuş kipinde düşük hızlarda seyir etmesi, açık alanlarda ise yüksek hızla ilerleme ve ekonomik hızda gözetleme için yatay uçuş kipinde 40-68 km/h hızda seyretmesi planlanmıştır.

### 2.1. Mekanik Tasarım

Aracın mekanik tasarımında gerek dikey, gerek yatay uçuş, gerekse iki kip arasındaki geçiş sırasında oluşması muhtemel yüklemelere dayanabilecek mümkün olan en hafif yapıyı elde etmek hedeflenmiştir (Şekil 1). Bunu sağlamak için aracın karbon kompozitten üretilmesine karar verilmiştir. Karbon kompozit gövdeyi ve kanatları hafif ve normalde kompozit malzemelerin daha zor direndiği basma kuvvetine karşı dayanıklı yapmak için sandviç yapı seçilmiş ve karbon kumaşın mümkün olduğunca çekme yönünde yüklenmesine dikkat edilmiştir. Kanatların gövdeye hareketli bağlantısında eğme momentinin gövdeyi zorlamaması için tek parça delrin yataklar kullanılmıştır. Aracın uçuş sırasında maruz kalacağı kuvvetler benzetim ortamında kestirilmiş ve bu tasarımın dayanıklılığı doğrulanmıştır [16].



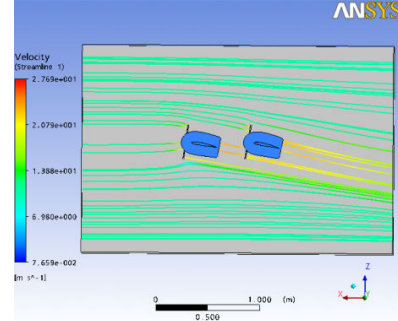
Şekil 1: Aracın mekanik tasarımı.

### 2.2. Aerodinamik Tasarım

Hava aracının aerodinamik tasarımı sonucu ortaya çıkan yapı, aynı zamanda aracın mekanik iskeletini oluşturmaktadır. Bu bakımdan, aracın tasarımı yapılırken aerodinamik verime önem verilmekle beraber, gövdenin mekanik özellikleri de ön plandadır. Dikey uçuş kipinde dört-rotor olarak çalışacak aracın kanatları, bu yapıya sahip diğer araçlara benzer bir mekanik yapı oluşturmak için, üzerlerine monte edilen motorlarla birlikte dikey ve yatay konuma geçebilecek şekilde tasarlanmıştır [16].

Hava aracının kanat profil seçimi, hedeflenen en yüksek seyir hızında kanadın oturma açısı 2-3 derece aralığında kalacak, yatay uçuş hızlarında hem sürüklemeyi çok arttırmayacak hem de havanın kaldırma kuvvetinin ani düşmesine (stall) neden olmayacak şekilde yapılmıştır. Aerodinamik tasarımda dikkat

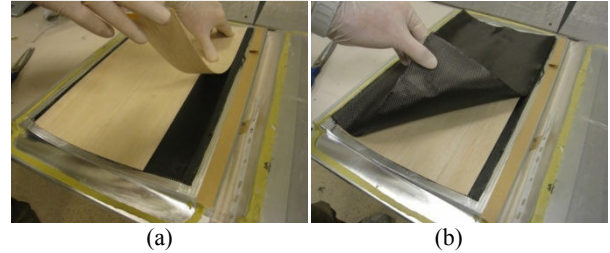
edilmesi gereken önemli unsurlardan biri ön kanadın aşağıya şartladığı hava akışı nedeniyle arka kanadın kaldırma kuvvetinin azalmasıdır. Yapılan benzetimlerde (Şekil 2) arka kanadın ön kanattan etkilenmesini engellemek için çok fazla dikey mesafe gerektiği görülmüş, ancak imalat ve kontrolü de kolaylaştırmak adına arka kanadın ön kanatla aynı dikey seviyede ama öndeki kanada göre daha yüksek bir oturma açısıyla kullanılmasına karar verilmiştir.



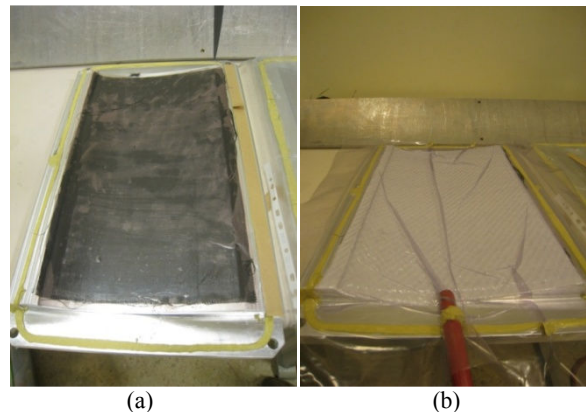
Şekil 2: Kanatların hava akımlarını yönlendirişi.

### 2.3. Hava Aracının Prototip İmalatı

Kompozit prototipin üretiminde gerekli dayanım ve ağırlık ölçütleri göz önünde bulundurularak sandviç yapıda ara dolgu malzemesi olarak balsa, ana malzeme olarak da karbon fiber kullanılmıştır. CNC kullanılarak işlenen kalıplarda elle yatırma yöntemi ile üretilen kompozit parçalar (Şekil 3), torba vakumlama yöntemi kullanılarak kürlendirilmiştir (Şekil 4). Vakum uygulaması sayesinde reçinenin bütün katmanların içine tam olarak nüfuz etmesi ve bütün bölgelerin reçineyle homojen olarak ıslanması sağlanmıştır. Buna ek olarak, kullanılan vakum battaniyesi, fazla epoksinin uygulanan negatif basınç ile emilmesini, karbon kumaş ve reçine arasındaki hava dışarı çekilerek hava kabarcıklarından arınmış bir katmanlı yapı oluşmasını mümkün kılmıştır [17,18].

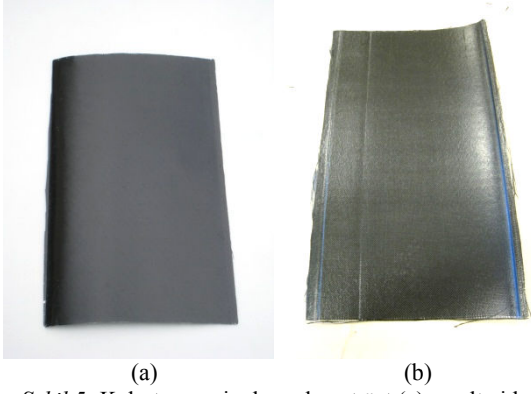


Şekil 3: Sandviç yapıda ara katmanda balsa (a) ve fiber olarak karbon (b) kullanımı.



Şekil 4: Kalıp üzerine elle yatırma (a) ve vakumlu kalıp (b).

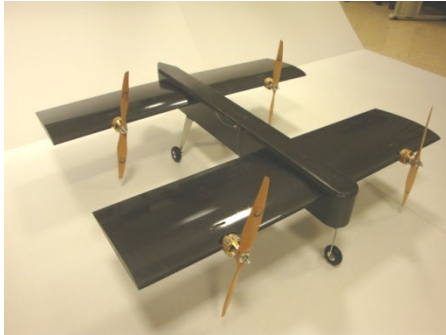
Kullanılan yöntem sonucunda beklentileri karşılayan düzgün kanat ve gövde parçaları elde edilmiştir (Şekil 5).



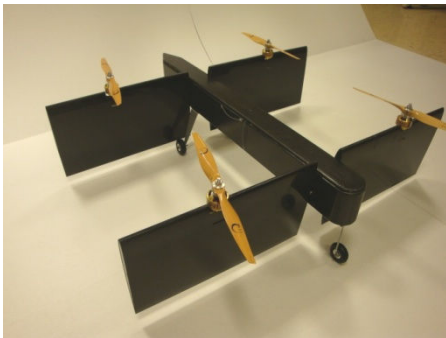
Şekil 5: Kalıptan yeni çıkmış kanat üst (a) ve alt cidarı (b).

ANSYS®’te yapılan gövde ve kanat dayanım analizlerinin sonucunda 2.5 g ivmelenme altında gövde mekanik analizi yapılmıştır [16]. Kullanılan karbon kumaşın özelliklerine göre kompozit prototipteki stresin 3.2 GPa’a kadar çıktığı hesaplanmıştır. Üretilen kompozit malzemelerin dayanımı aynı zamanda ‘Universal Testing Machine’ kullanılarak 27 Gpa olarak ölçülmüş ve deneysel olarak da doğrulanmıştır.

Prototipi oluşturacak tüm parçaların özenle işlenmesi ve birleştirilmesinden sonra ilk prototip (SUAVİ) üretilmiştir (Şekil 6).



(a)



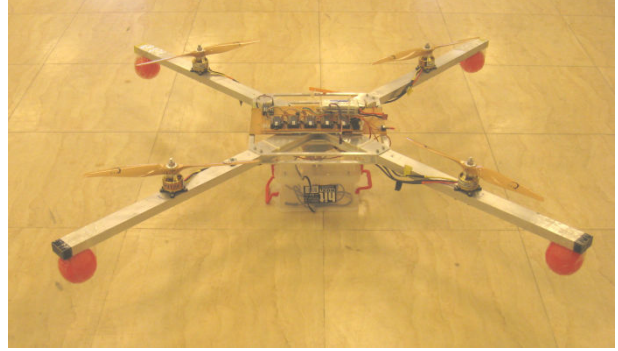
(b)

Şekil 6: Uçuşa hazır prototipin yatay (a) ve dikey (b) uçuş kipi.

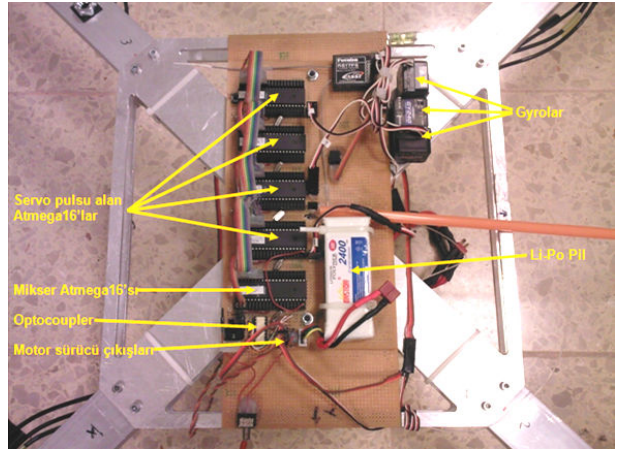
### 3. Hava Aracının Algılayıcı-Eyleyici Sistem Entegrasyonu

Hem yatay hem de dikey uçuş kabiliyetine sahip olan aracın dikey uçuş performansını test etmek amacıyla öncelikli olarak dayanıklı ve ağırlık merkezi açısından hedeflenen araca yakın bir platforma ihtiyaç duyulmuştur. Bu amaçla alüminyum kutu

profilden bir dört-rotorlu platform tasarlanmış ve üretilmiştir (Şekil 7-a). Kompozit prototipin algılayıcı ve eyleyici sisteminin geliştirilmesi, bu platform üzerinde gerçekleştirilmiştir. Bahsedilen platform üzerinde geliştirilen ve başarılı uçuş özellikleri gösteren elektronik sistem ve yazılım ile daha sonra karbon kompozit prototipin dikey uçuş testleri de gerçekleştirilmiştir.



(a)



(b)

Şekil 7: Dört-rotorlu platform (a) ve kontrol devresi (b).

### 3.1. Dört Rotorlu Platform Üzerine Algılayıcı-Eyleyici Sistem Entegrasyonu

Aracın algılayıcı entegrasyonu için ilk aşamada analog-dijital çevrim yapabilen, gerçek zamanlı veri işleyebilen, Atmega16 mikrodenetleyicisi tercih edilmiştir. Mikrodenetleyici, bir mikroişlemci, program belleği, analog-dijital çeviricileri, çeşitli haberleşme protokollerini yürütebilen devreler, PWM devreleri ve dış ortamla doğrudan elektriksel sinyal alışverişi yapabilen bacaklar içeren bir bilgisayardır. Atmega16 mikrodenetleyicisi, C ve Assembly dillerinde programlama imkanı vermektedir. Özellikle matematiksel işlemlerde çok daha kolay kodlama imkanı sunması Atmega16’nın seçilmesindeki önemli nedenlerden biri olmuştur.

Aracın alt seviye denetleyicisinin ana hedefi gyrolardan (jiroskop) ve akselerometrelerden (ivmeölçer) alınan dönüş hızı ve doğrusal ivme değerlerini kullanarak, aracın üst seviye denetleyici (ilk aşamada pilot, sonraki aşamada bilgisayar) tarafından istenilen konum ve yönelimde tutulmasıdır. Bahsedilen hedefe ulaşmak amacıyla ilk olarak gyrolardan doğru ve güvenilir ölçüm alınması gerekmiştir. Bu amaçla daha önce çeşitli uygulamalarda güvenilirliği kanıtlanmış Futaba GY240 gyrolar tercih edilmiştir.

Bu bağlamda, çeşitli iyileştirmeler yapılan dört-rotorlu platformun bir pilot tarafından kontrol edilmesini ve aracın kendini eksen gyrolarıyla kararlı halde tutabilmesini sağlayan bir elektronik devre tasarlanmıştır (Şekil 7-b). Tasarlanan bu elektronik devre, kumanda alıcından motor itkisi komutunu, Futaba GY240 gyrolardan da kumanda alıcısından alınmış yuvarlanma, yunuslama ve sapma hız referanslarına göre uygulanacak kontrol komutlarını toplayıp her bir motora gidecek kontrol sinyali hesaplayarak karşılık gelen servo pulslarını motor sürücülere göndermektedir.

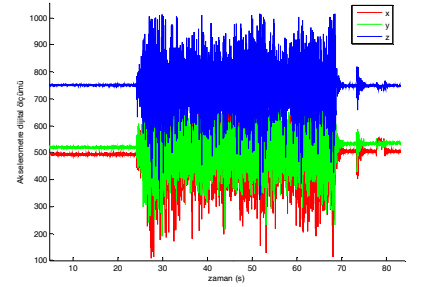
Devrenin motor sürücülerden beslenmesi sonucu yüksek akımdan kaynaklanabilecek gürültülerin önüne geçmek için motor sürücü ve servo çıkışlarında optocoupler denilen entegrelerle galvanik yalıtım gerçekleştirilmiştir. Bu devre dört-rotorlu platformun üzerine monte edilmiş ve uçuşa hazır hale getirilmiştir.

Belirtilen denetleme sistemiyle başarılı uçuş denemeleri gerçekleştirilmiştir. Ancak, elde edilen ölçümler sonucunda gyroların sabit konumda her zaman bir yöne doğru önlenemeyen bir miktar DC ofset (gyro sürüklenmesi) çıkış verdiği görülmüştür. Gyrolardaki bu sürüklenme hava aracının yere göre yönelimini elde etmek için hız ölçümünün integrali alındığında sürekli toplanacağı ve böylece yönelim bilgisini anlamsız bir değere çevireceği için, gyrolardaki bu ölçümleri başka bir algılayıcının desteğiyle yorumlamak gerektiği ortaya çıkmıştır. Literatürde akselerometreleri üç eksenli yer çekimi algılayıcısı gibi kullanıp, yer çekiminin açıya bağlı bileşenlerinden yönelimi elde etme çözümleri bulunmaktadır [11,13,14]. Ancak, hava aracının havada sürekli hareket halinde olması akselerometrelerde sürekli olarak harekete dayalı ölçümlerle de getirmektedir. Her iki algılayıcı tipindeki bahsedilen sorunları gidermek amacıyla Kalman filtresi uygulanmıştır. Bu şekilde güvenilir açı verisi elde etmek amacıyla bir IMU kullanılmıştır (Şekil 8). Bu cihaz kompakt bir yapıda olup, 3 eksen gyroya ek olarak 3 eksen akselerometre, 3 eksen magnetometre ve güçlü bir işlemci içermektedir. Ayrıca bluetooth bağlantısı ile kablosuz dijital haberleşme de gerçekleştirebilmektedir. Kalman filtresi kullanılarak aracın her 3 eksen etrafındaki yönelimleri (Euler açıları) belirlenebilmektedir. Bu tür filtreler kullanılarak açı bilgilerinin sağlıklı bir biçimde elde edilmesi ve dış kontrol döngüsünün pilot yerine bilgisayarla kapatılması amaçlanmaktadır.

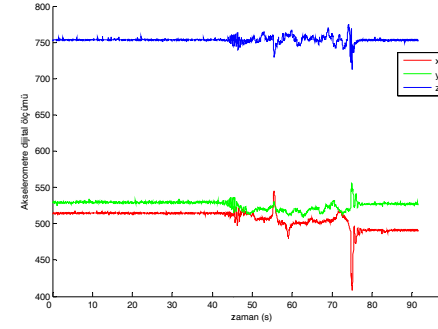
IMU'dan alınan açısal hız verileriyle yapılan uçuş testlerinde aracın kararlılığının başarılı olduğu görülmüştür. Ancak doğrusal ivme ölçümlerinin akselerometrelerin üzerlerindeki alçak-geçirgen filtrelerin kesme frekansının altındaki frekanslarda gelen çevresel elektromanyetik gürültüden yoğun şekilde etkilendiği gözlenmiştir (Şekil 9-a). Gürültüyle baş etmek için öncelikli olarak dijital filtrelemeyle sorun giderilmeye çalışılmış, ancak dijital çevrilmiş ölçüm değerlerindeki "aliasing" problemini çözmek için analog-dijital çeviricinin girişine RC alçak-geçirgen filtre devresi eklenmiştir (Şekil 9-b).



Şekil 8: Alçak-geçirgen filtre eklenmiş IMU.



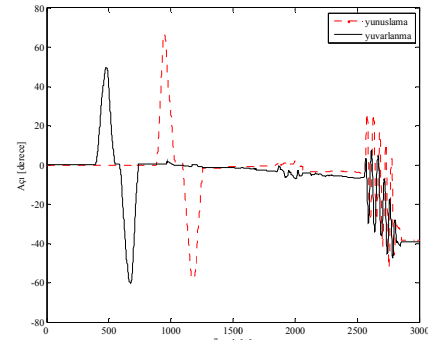
(a)



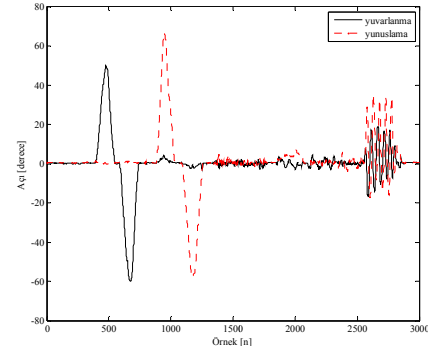
(b)

Şekil 9: IMU'daki akselerometrenin filtresiz (a) ve alçak-geçirgen filtreli (b) ölçümleri.

Alçak geçirgen filtreyle yüksek frekanslı gürültüden arındırılmış ivme ölçümleriyle gyrolardan alınan açısal hız ölçümleri Kalman filtresiyle birleştirilmiştir. Bu şekilde gyro ölçümlerindeki sürüklenme (Şekil 10-a) akselerometreden gelen bilgi yardımıyla giderilmiştir (Şekil 10-b).



(a)

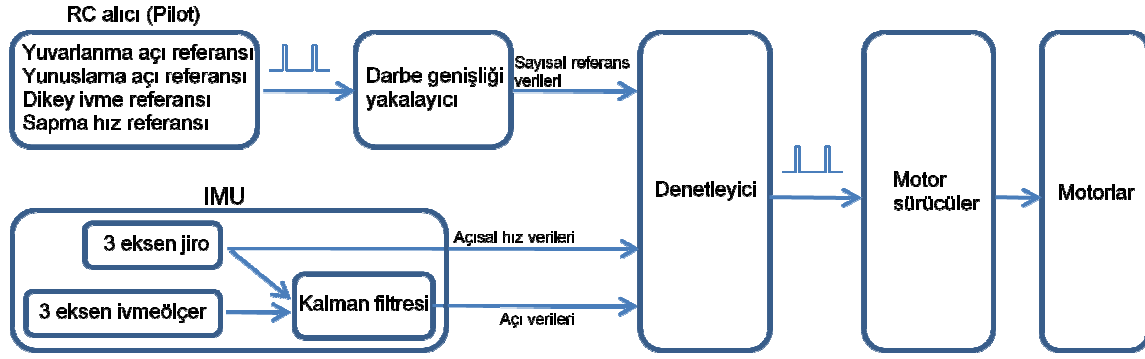


(b)

Şekil 10: Gyroların integralinin zamanla sürüklenmesi (a) ve Kalman filtresiyle elde edilen sürüklenmesiz açı değerleri (b).

Tasarlanan sisteminin akış şeması Şekil 11'de görüldüğü gibidir.

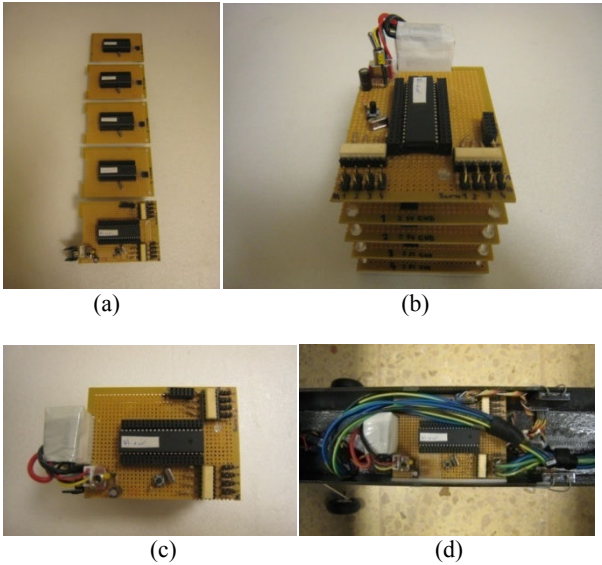




Şekil 11: Sistemin genel şeması.

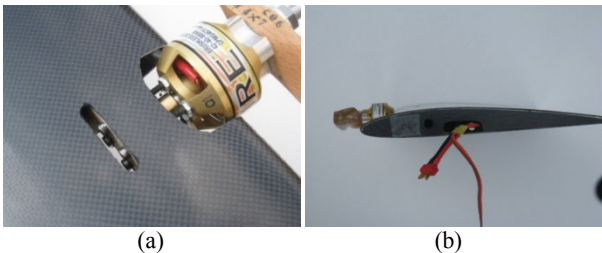
### 3.2. Prototip Üzerinde Algılayıcı ve Eyleyici Sistem Entegrasyonu

Dört-rotorlu platform için geliştirilmiş gyrolu devrenin olgunlaştırılmış ve daha kompakt hale getirilmiş şekli yeni prototip araç için de imal edilmiştir (Şekil 12). Bu yapıda yer sıkıntısından dolayı çok katlı devre tasarımına başvurulmuştur. Devrenin tasarımında her bir Atmega16 bir kata konumlandırılmış, veri, adres, enerji ve reset hatları üst kattan alt kata uzanan bacaklarla tüm katlara dağıtılmıştır. Bu şekilde dört-rotorlu platformda görülen kablo kalabalığının da önüne geçilmiştir.



Şekil 12: Yeni prototip araçtaki deneme devresi: Tüm katların açık hali (a), birleşmiş hali (b), üstten görünümü (c), aracın içindeki görünümü (d).

Aracın algılayıcı sistemi tamamlandıktan sonra eyleyici sistemlerin yeni yapılmış olan prototipe entegrasyonu gerçekleştirilmiştir (Şekil 13).



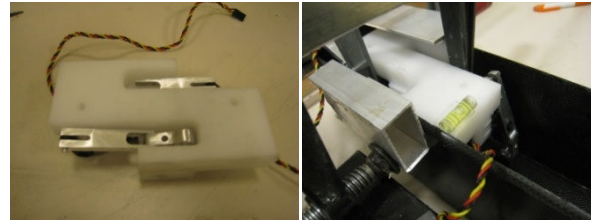
Şekil 13: Motor (a) ve sürücülerin (b) yerleşimi.

Gerekli kesim, yapıştırma ve rötuşlar sonucunda gövdeye montaja hazır hale gelen kanat örneği Şekil 14'te görülmektedir.



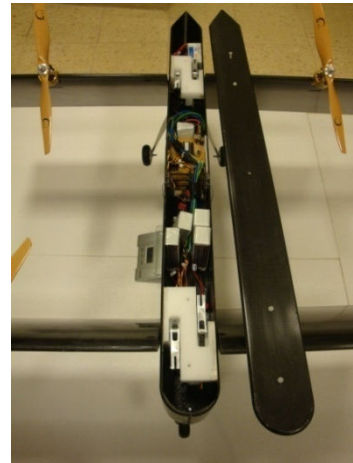
Şekil 14: Gövdeye montaja hazır hale gelmiş kanat

Kanatların gövdeye montajını sağlayan ve kanatları döndürecek servoları tutan delrin parçaları, gövdenin iç yüzeylerine Şekil 15'te görüldüğü gibi monte edilmiştir.



Şekil 15: Kanatları tutan delrin parçanın gövdeye yapıştırılması

Prototipi oluşturacak tüm parçaların özenle birleştirilmesinden sonra ilk prototip, algılayıcı ve eyleyici sistemleri ile uçuşa hazır hale getirilmiştir (Şekil 16).



Şekil 16: Uçuşa hazır prototipin algılayıcı ve eyleyici sistemlerinin entegre edilmiş hali

#### 4. Dikey Uçuş Deneyisel Sonuçları

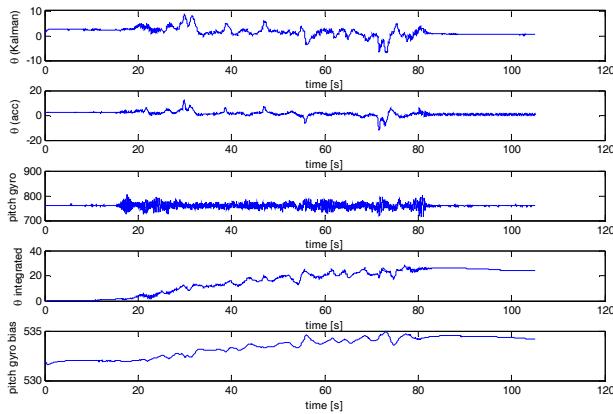
##### 4.1. Dört-rotorlu platform ile yapılan dikey uçuş testleri

Yapılan uçuş denemelerinde dört-rotorlu araç ufak pilot müdahaleleriyle kararlı bir şekilde yerden havalandırılıp bir süre havada asılı kalmış ve sorunsuz bir şekilde yere indirilmiştir. Aracın testler sırasında, pilottan gelen komutlara doğru şekilde cevap verdiği ve kendisini havada kararlı tuttuğu görülmüştür. Şekil 17’de dört-rotorlu platformun uçuş sırasındaki art arda görüntüleri verilmektedir.

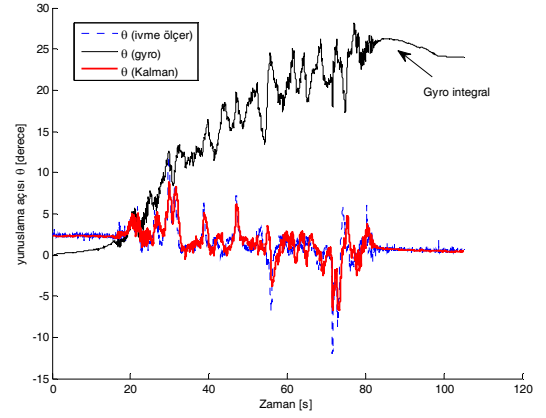


Şekil 17: Dört-rotorlu platformun dikey uçuş testi.

Uçuş denemeleri sırasında, orantılı açısal hız kontrolü için kullanılan IMU’dan aynı zamanda kablosuz haberleşme ile doğru açı verileri de başarılı bir şekilde elde edilmiştir. Şekil 18’de uçuş denemesinde elde edilen IMU ölçümleri verilmiştir. Dikkat edileceği üzere, gyro integralinde belirgin bir sürüklenme mevcuttur. Şekil 19’da akselerometreden gelen bilgi ve Kalman filtresi yardımıyla gyrodaki sürüklenmenin düzeltildiği görülmektedir. Ayrıca, Kalman filtresi ile elde edilen sonuçların, motor titreşimi altında da sağlıklı olduğu gözlemlenmiştir.



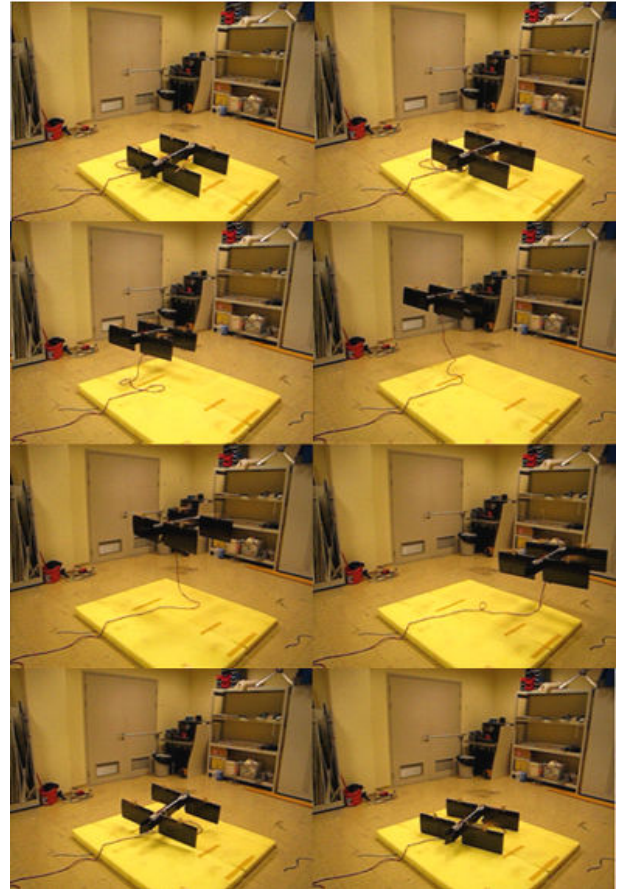
Şekil 18: Uçuş denemeleri sırasında IMU’den alınan gyro integralinin zamanla sürüklenmesi.



Şekil 19: Kalman filtresiyle elde edilen sürüklenmesiz açı değerleri.

##### 4.2. Prototipin dikey modda uçuş deneyleri

Yapılan uçuş denemelerinde kompozit prototip araç ufak pilot müdahaleleriyle kararlı bir şekilde yerden havalandırılıp bir süre havada asılı kalmış ve sorunsuz bir şekilde yere indirilmiştir. Aracın testler sırasında, pilottan gelen komutlara doğru şekilde cevap verdiği ve kendisini havada kararlı tuttuğu görülmüştür. Şekil 20’de prototipin uçuş sırasındaki art arda görüntüleri verilmektedir.



Şekil 20: Prototipin dikey uçuş testi.

## 5. Sonuçlar ve Gelecek Çalışmalar

Bu çalışmada, dört-rotor gibi dikine kalkış ve iniş yapabilen ve de uçak gibi uzun menzilliyat yapabilen kompakt bir insansız otonom hava aracının üretimi, dikey uçuş kipi için algılayıcı ve eyleyici sistemlerinin tasarım ve entegrasyonu anlatılmıştır. Tasarlanan aracın dikey kipte uçabilirliğini test etmek amacıyla dört-rotorlu platform tasarlanmış ve üretilmiştir. Dikey kipte uçabilirlik öncelikle, güvenilir ölçüm veren Futaba gyrolar kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu testlerde karşılaşılan problemleri çözmek ve hedeflenen otonom uçuşa ulaşabilmek amacıyla IMU tercih edilmiştir. IMU'dan elde edilen ölçümlere gerekli analog filtrelemeler ve Kalman filtresi uygulanarak sağlıklı açı değerleri elde edilmiştir. Yalnızca gyroların verileriyle de dört-rotorlu platform ve karbon kompozit prototip kararlı şekilde uçurulmuştur. IMU'dan sağlıklı bir biçimde elde edilen açı bilgileri kullanılarak dış kontrol döngüsünün de pilot yerine bilgisayarla kapatılması amaçlanmaktadır.

## 6. Teşekkür

Bu çalışma TÜBİTAK tarafından 107M179 No'lu "İnsansız Otonom Bir Hava Aracının Mekanik Tasarımı, Prototip İmalatı ve Uçuş Kontrolü" adlı 1001 bilimsel araştırma projesi kapsamında desteklenmiştir.

## 7. Kaynakça

1. J.J. Dickeson, D. Miles, O. Cifdaloz, Wells, V.L. Rodriguez, "Robust LPV H Gain-Scheduled Hover-to-Cruise Conversion for a Tilt-Wing Rotorcraft in the Presence of CG Variations" *American Control Conference. ACC '07*, vol., no., pp.5266-5271, 9-13 July 2007
2. F. Kendoul, I. Fantoni, R. Lozano, "Modeling and control of a small autonomous aircraft having two tilting rotors," *Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control, and the European Control Conference*, December 12-15, Seville, Spain, 2005
3. J. Escareno, A. Sanchez, O. Garcia and R. Lozano, "Triple Tilting Rotor mini-UAV: Modeling and Embedded Control of the Attitude," *American Control Conference*, June 11-13, USA, 2008
4. H. Romero, S. Salazar-Cruz, A. Sanchez, R. Lozano, A New UAV Configuration Having Eight Rotors: Dynamical Model and Real-Time Control, *46th IEEE Conference on Decision and Control*, December 2007, New Orleans Riverside, New Orleans, Louisiana USA.
5. L. Beji K. M. Zemalache and H. Marref. "Control of an under-actuated system: Application to a four rotors rotorcraft," *IEEE International Conference of Robotics and Biomimetics*, pp. 404 – 409, 2005. 2
6. A. Abichou L. Beji and K. M. Zemalache. "Smooth control of an x4 bidirectional rotors flying robot," *Fifth International Workshop on Robot Motion and Control*, pp. 181 – 186, 2005. 2
7. G. Hoffmann, H. Huang, S. Waslander, C. Tomlin, "Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment," American Institute of Aeronautics and Astronautics, South Carolina, August 2007.
8. Snyder, D., "The Quad Tiltrotor: Its Beginning and Evolution," *Proceedings of the 56th Annual Forum, American Helicopter Society*, Virginia Beach, Virginia, May 2000.
9. J. Lee, B. Min and E. Kim, Autopilot Design of Tilt-rotor UAV Using Particle Swarm Optimization Method," *International Conference on Control, Automation and Systems*, Oct. 17-20, Seoul, Korea, 2007.
10. P. McKerrow, "Modelling the Draganflyer four-rotor helicopter," *ICRA '04 IEEE International Conference on Robotics & Automation*, April, New Orleans, LA, ABD 2004
11. Y. Suh, "Attitude Estimation Using Low Cost Accelerometer and Gyroscope," *Proceedings of the 71th Korea-Russia International Symposium*, pp.423-427, 2003.
12. M. Jun, S. I. Roumeliotis and G. Sukhatme, "State Estimation of an Autonomous Helicopter Using Kalman Filtering," in *Proceedings of the 1999 International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 1346-1353, 1999.
13. P. Zhang, J. Gu, E. E. Milios, and P. Huynh, "Navigation with IMU/GPS/Digital Compass with Unscented Kalman Filter," *Proceedings of the IEEE International Conference on Mechatronics & Automation*, pp.1497-1502, Canada, July 2005.
14. F. Caron, E. Duflos, D. Pomorski, P. Vanheeghe "GPS/IMU data fusion using multisensor Kalman filtering: introduction of contextual aspects," *Information Fusion* 7, pp. 221–230, 2006.
15. T. Kang, W. Mei, H. Xiao, "Multiple Model Kalman Filtering for MEMS-IMU/GPS Integrated Navigation," *Industrial Electronics and Applications*, ICIEA 2nd IEEE Conference, pp. 2062-2066, 2007
16. K. Öner, E. Çetinsoy, M. Ünel, İ. Kandemir, M. F. Akşit, K. Gülez, "Yeni Bir İnsansız Hava Aracının(SUAVİ) Dikey Uçuş Kipi İçin Dinamik Modeli ve Yörünge Kontrolü," *Türkiye Otomatik Kontrol Konferansı*, 2008.
17. Vacuum bagging and sandwich core construction [videorecording], Dayton, Ohio : Fibre Glast Developments Corp., 1995, c1993.
18. V. Kelly, "Carbon fiber : manufacture and applications," Kidlington, Oxford, UK ; New York, NY, USA : Elsevier, 2004.